

(19)



JAPANESE PATENT OFFICE

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11) Publication number: 55109704 A

(43) Date of publication of application: 23.08.1980

(51) Int. Cl F01D 5/18

(21) Application number: 54017330

(22) Date of filing: 19.02.1979

(71) Applicant: HITACHI LTD

(72) Inventor: SAKAMOTO TAKESHI
KOBAYASHI SHIGEYOSHI
ANZAI SHUNICHI
MATSUMOTO MANABU
AKATSU SHIGEYUKI

(54) GAS-TURBINE BLADE CAPABLE OF BEING COOLED

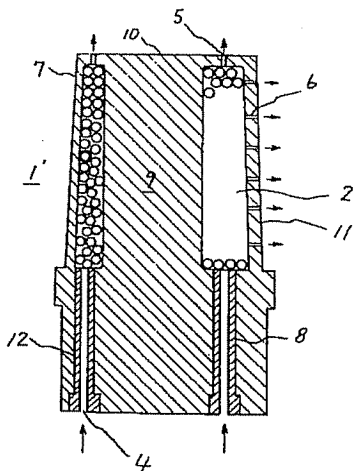
(57) Abstract:

PURPOSE: To cool the entire surface of gas-turbine blade uniformly, by increasing the coefficient of heat transfer of coolant and improving blade cooling effect of the coolant by charging filler material in coolant passage, and thereby attaining uniform distribution of coolant temperature and heat transmitting efficiency in the coolant passage.

CONSTITUTION: Coolant introduced from coolant supply port 4 flows into coolant passage 2', and passing through the small spaces formed between particles of filler material, is discharged to the outside from coolant outlet ports 5, 6. When filler material 7 is charged into passage 2', coolant flow is disturbed considerably and its velocity becomes high, so that heat transmitting efficiency of the coolant becomes high and resultantly its cooling effect is enhanced. Further, since coolant is mixed or agitated efficiently, coolant

passage 2' can be cooled uniformly throughout the entire surface thereof, so that the entire surface of blade 1' can be cooled uniformly.

COPYRIGHT: (C)1980,JPO&Japio



⑨ 日本国特許庁 (JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭55—109704

⑤ Int. Cl.³
F 01 D 5/18

識別記号

庁内整理番号
6620—3G

④ 公開 昭和55年(1980)8月23日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 3 頁)

⑭ ガスタービン用冷却翼

⑮ 特 願 昭54—17330

⑯ 出 願 昭54(1979)2月19日

⑰ 発 明 者 坂元健
土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

⑱ 発 明 者 小林成嘉
土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

⑲ 発 明 者 安斉俊一
土浦市神立町502番地株式会社

日立製作所機械研究所内

⑳ 発 明 者 松本学
土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

㉑ 発 明 者 赤津茂行
土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

㉒ 出 願 人 株式会社日立製作所
東京都千代田区丸の内1丁目5
番1号

㉓ 代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 ガスタービン用冷却翼

特許請求の範囲

1. ガスタービン用翼において、冷媒供給孔と連通する翼内部に設けられた冷媒通路内に複数個の充填物を挿入し、翼頂部、翼後縁部等に複数個の冷媒放出孔を有することを特徴とするガスタービン用冷却翼。
2. 特許請求の範囲第1項記載のガスタービン用冷却翼において、冷媒通路に挿入する充填物が通る径の孔を設け、該孔内に、充填物が通過できない程度の冷媒供給孔を設けたスリーブを配設したことを特徴とするガスタービン用冷却翼。

発明の詳細な説明

本発明はガスタービン用冷却翼に係り、特に翼内に充填物を挿入して冷却性能を高めた構造を提供する翼に関する。

ガスタービンの熱効率向上はガスタービン入口のガス温度を高くすることにより達成されるが、この温度の限界は、ガスタービン構成部材、特に

翼の耐熱性により制約される。現状ガスタービンに使用されている翼の材質は、強度確保上金属が大部分であるが、その使用限界温度はほぼ1000℃程度であり、効率向上の面から入口ガス温度をこの温度以上に上げる場合は翼を冷却する必要がある。

一般に翼冷却法は圧縮機からの抽出空気を静翼あるいは動翼根部に導き、翼内部に設けられた冷媒通路を強制的に流して翼を冷却している。この場合、冷媒となる空気は一般に冷却効果が小さいため、冷却性能向上策として冷媒流速、流量を増大させたり、冷媒通路を複雑な構造として冷媒の流れを乱し熱伝達率を上昇させるとともに、伝熱面積を大きくする工夫がなされている。このような構造例を第1図に示す。図1の中央部に冷媒通路2を複数個設け、必要に応じてこれらを連通させ特に翼外表面のガス側熱伝達率の大きい領域の翼内面は冷媒の流速が大きくなる構造としてある。また、冷媒流速の小さい領域は冷媒通路2の壁面に突起3等を設けて冷媒による冷却効果を増大さ

(1)

(2)

せる手段が一般に取られている。このような翼の製作には精密鋳造法が採用されている。このような翼構造では、冷媒通路の断面積が大きく、冷却効果を上げるためには多量の冷媒流量が必要となり、冷媒供給源である圧縮機での仕事が増大する。一方、冷媒通路の断面積を狭くすると、翼表面から冷媒通路壁面までの肉厚が大となり、熱伝導に対する抵抗が増大し冷却効果の増大は期待できない。また冷媒通路内での冷媒流の攪乱を増加するため突起等を多数設けると、製作工程における中子の形状が複雑化し、寸法精度、強度確保の面から信頼性が低下する可能性がある。

本発明の目的は、冷媒通路の形状を単純化して製作工程を低減させるとともに、冷媒側の熱伝達率を増大し翼の冷却効果を高めることを目的としている。また本発明の他の目的は、冷媒通路内の冷媒温度分布および熱伝達率の分布を均一化し、翼温度の均一化を図ることにある。

本発明は充填層における層内壁と冷媒間の熱伝達率が充填物のない場合に対して非常に大きいこ

(3)

の間隙を通つて翼頂部10あるいは翼後縁部11に設けられた冷媒放出孔5、6よりガス中に放出される。ここで、冷媒通路2'内での冷媒の流れは、充填物をよぎる複雑、しかも高い流速の流れとなり、翼材である冷媒通路2'の外壁を効果的に冷却する。一般に充填物のない場合はある厚さの温度境界層が形成され、この温度境界層内に大きな温度落差が生じ大きな熱抵抗となるが、充填物のある場合は、上記したような流動のため、温度境界層は破壊され、充填物のない場合の数倍ないし10倍程度の熱伝達率が得られる。このため翼内面の温度は充填物のない場合に比べ大巾に低下でき、従つてガス温度を高めても翼温度は低く抑えられる。さらに、熱伝達率の高い部分は、従来技術による細孔からの冷媒吹きつけや突起による流れの攪乱のような局部的なものではなく、冷媒通路全面に及び、しかもほぼ均等であるため、翼内面の冷却効果にむらがなく、熱応力の低減が図れる。さらに、充填物による冷媒同志の混合効果も著しく、冷媒の温度分布も均一化され、冷却

(5)

とに着目し、ガスタービン用翼の冷媒通路内に充填物を挿入し冷却性能の大巾向上を図る構造の翼を提供する。

本発明の詳細を以下第2、3図を用いて説明する。翼1'はガスタービン動翼で、外部形状は精密鋳造により一体的に製作される。翼1'の内部には、ほぼ外表面形状に沿つた外周を持つ冷媒通路2'が設けられており、翼中心部は芯体9がある。この冷媒通路2'には、翼根部から冷媒が供給される冷媒供給孔4が複数個連通しており、また翼頂部10には冷媒放出孔5、さらに翼後縁部11にも冷媒放出孔6がそれぞれ複数個設けられている。一方冷媒通路2'内には充填物7が充填されるが(図では一部省略されて描いてある)、その挿入は充填物を通る孔8よりなされ、充填後冷媒供給孔4を持つスリーブ12が孔8に挿入され固定される。冷媒供給孔4の径は充填物7が通過できない大きさとされる。

このような構成の翼において、冷媒供給孔4より導入された冷媒は冷媒通路2'に入り充填物7

(4)

の効率も上昇する。

以上、本発明を動翼に適用した場合の実施例につき説明したが、さらに冷却効果を増加させるために翼表面からの部分的な冷媒吹き出しを行ない翼外面からの冷却効果を増大させることも可能である。また、動翼のみならず静翼についても同様の構造で適用できる(図は省略する)。

なお、充填物としては、球状のものに限らず、円体、短い棒状のものでもよい。材質は、使用温度に耐えるものであれば使用できるが、セラミックス、アルミ等、軽量のものが望ましい。

本発明によれば、充填物の冷媒通路内への挿入により冷却効果が大巾に向上するので、突起等を設けた複雑な構造が不要となり冷媒通路形状が簡略化でき、製作工程の低減が図れ、しかも均一な冷却が図れ熱応力の低減、従つて翼の信頼性が向上する。また冷却効果が増大するので冷媒流量を少くでき、圧縮機動力の減少、すなわちガスタービンの効率が向上できる。

図面の簡単な説明

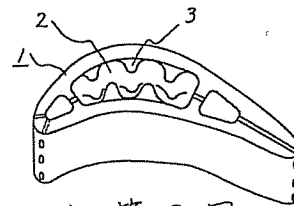
(6)

第1図は従来技術による空気冷却を行なつたガスタービン翼の概略構造図、第2図は本発明によるガスタービン翼の縦断面概略図、第3図は第2図の一部横断面を含む概略図である。

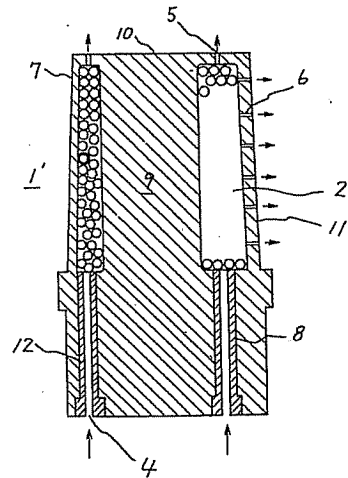
1' ... 翼、2' ... 冷却通路、4 ... 冷却供給孔、5, 6 ... 冷却放出孔、7 ... 充填物、8 ... 孔、12 ... スリーブ。

代理人 弁理士 高橋明

第1図



第2図



第3図

